

This Page Is Inserted by IFW Operations  
and is not a part of the Official Record

## **BEST AVAILABLE IMAGES**

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- BLACK BORDERS
- TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES
- FADED TEXT
- ILLEGIBLE TEXT
- SKEWED/SLANTED IMAGES
- COLORED PHOTOS
- BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS
- GRAY SCALE DOCUMENTS

**IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.**

**As rescanning documents *will not* correct images,  
please do not report the images to the  
Image Problem Mailbox.**

# PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2003-004231

(43)Date of publication of application : 08.01.2003

(51)Int.Cl.

F23R 3/14

F23R 3/28

F23R 3/34

(21)Application number : 2002-156535

(71)Applicant : GENERAL ELECTRIC CO <GE>

(22)Date of filing : 30.05.2002

(72)Inventor : FOUST MICHAEL JEROME  
MONGIA HUKAM CHAND

(30)Priority

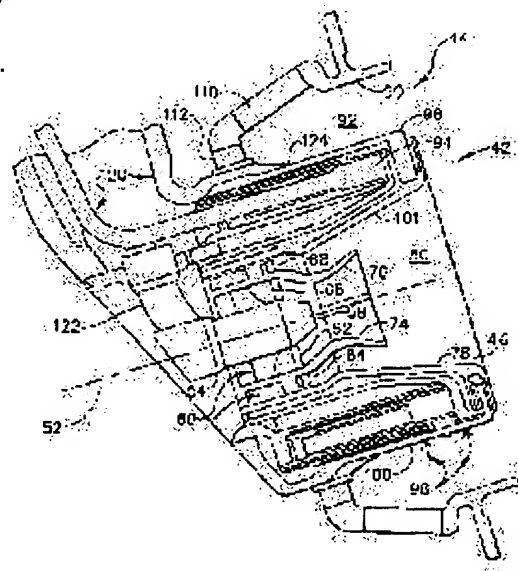
Priority number : 2001 871343    Priority date : 31.05.2001    Priority country : US

(54) METHOD FOR OPERATING GAS TURBINE ENGINE, COMBUSTION DEVICE AND MIXER ASSEMBLY

(57)Abstract:

**PROBLEM TO BE SOLVED:** To provide a combustion device (16) operating with high combustion efficiency and low emission of carbon monoxide, nitrogen oxide and exhaust gas upon low output and high output operations.

**SOLUTION:** The combustion device includes a mixer assembly (41) having a pilot mixer (42) and a main mixer (44). The pilot mixer includes a pilot fuel injector (58), at least one swirling device (60) and an air splitter (70). The main mixer extends on the periphery of the pilot mixer and includes a plurality of fuel injection ports (98) and a conical air swirling device (110) located upstream the fuel injection ports (98). Upon idling output operation of an engine, the pilot mixer is aerodynamically separated from the main mixer and only air is supplied to the main mixer. Upon high output operation, fuel is also supplied to the main mixer. The conical swirling device of the main mixer accelerates the radial and circumferential mixture of fuel and air.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

## \* NOTICES \*

Japan Patent Office is not responsible for any damages caused by the use of this translation.

1. This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2. \*\*\*\* shows the word which can not be translated.
3. In the drawings, any words are not translated.

---

## CLAIMS

---

### [Claim(s)]

[Claim 1] A pilot mixer equipped with a pilot fuel nozzle (54) and two or more AKISHIARU swirlers (60) (42), So that reduction of the amount of emission from the combustor (16) containing a mixer assembly (41) equipped with the main mixer (44) equipped with the main swirler and two or more fuel-injection ports (98) may be promoted The phase where are the approach of operating a gas turbine engine (10), and this fuel is breathed out by the lower stream of a river of the AKISHIARU swirler of said pilot mixer, and injects a fuel in said combustor through said pilot mixer, The approach characterized by including the phase of being revolved by at least one of a conical swirler (110) and cyclone swirlers (210) before this airstream is breathed out from said main mixer, and drawing airstream into said combustor through said main mixer.

[Claim 2] Said phase of drawing airstream into said combustor is an approach according to claim 1 characterized by including further the phase which injects a fuel outward [ radial ] from the annular fuel manifold (94) arranged between said main mixers (44) and said pilot mixers (42).

[Claim 3] Said phase of drawing airstream into said combustor (16) is an approach according to claim 1 characterized by including further the phase of making it circling in airstream inside said main mixer (44) with an AKISHIARU swirler (112) before making it circle in airstream by at least one of said conical swirler (110) and cyclone swirlers (210).

[Claim 4] At least one of the conical swirler (110) of said main mixer and the cyclone swirlers (210) of the main mixer Said phase of the swirler of the 1st group and the swirler of the 2nd group being included, and drawing airstream into said combustor (16) The approach according to claim 1 characterized by including further the phase of drawing airstream through said main mixer (44) so that it may be made circling in the one section of airstream by the swirler of said 1st group and may be made circling in the one section of airstream by said 2nd swirler.

[Claim 5] Said phase of drawing airstream through said main mixer (44) so that it may be made circling in the one section of airstream is an approach according to claim 4 characterized by including further the phase of making it circling in the specific direction in airstream by the swirler of said 1st and 2nd groups.

[Claim 6] Said phase of drawing airstream through said main mixer (44) so that it may be made circling in the one section of airstream is an approach according to claim 4 characterized by including further the phase of making it circling in the 1st direction in airstream in the 2nd direction of said 1st direction and opposite direction by the swirler of said 2nd group again, by the swirler of said 1st group.

[Claim 7] Gas turbine engine (10) It is the combustor (16) of \*\*. Air splitter (70), Two or more AKISHIARU air swirlers (60) located in the upstream of a pilot fuel nozzle (54) and this pilot fuel nozzle are included. Said air splitter is located in the lower stream of a river of said pilot fuel nozzle, and said air swirler is located in the radial outside of said pilot fuel nozzle, and are attached in this alignment to said pilot fuel nozzle. The main mixer (44) which is located in the radial outside of a pilot mixer (42) and this pilot mixer, and is adjusted by this alignment to this pilot mixer is included. This main mixer Two or more fuel-injection ports (98) and a swirler equipped with at least one of a conical air swirler (110) and cyclone air swirlers (210) are included. The swirler of said main mixer is a combustor characterized by what is located in the upstream of the fuel-injection port of said main mixer (16).

[Claim 8] It is the combustor according to claim 7 which this fuel manifold includes the radial inside front face and the radial outside front face (100), including further a fuel manifold (94) annular between said pilot mixers (42) and said main mixers (44), and is characterized by constituting the fuel-injection port (98) of said main mixer so that a fuel may be injected outward [ radial ] from the radial outside front face of said fuel manifold (16).

[Claim 9] Said main mixer (44) is a combustor according to claim 7 characterized by including an AKISHIARU swirler (112) further (16).

[Claim 10] The AKISHIARU swirler of said main mixer is a combustor according to claim 9 characterized by being

located in at least one upstream in said conical air swirler (110) and said cyclone air swirler (210) (16).

[Claim 11] It is the combustor according to claim 7 which at least one of said conical air swirler (110) and cyclone air swirlers (210) contains the 1st swirler and 2nd swirler, said 1st swirler is constituted so that it may be made to circle in the 1st direction in air, and is characterized by constituting said 2nd swirler so that it may be made to circle in the 2nd direction in air (16).

[Claim 12] The 1st direction by said 1st swirler is a combustor according to claim 11 characterized by being the 2nd direction and opposite direction by said 2nd swirler (16).

[Claim 13] The 1st direction by said 1st swirler is a combustor according to claim 11 characterized by being the same direction as the 2nd direction by said 2nd swirler (16).

[Claim 14] It is the mixer assembly (41) for the combustors (16) of a gas turbine engine constituted so that the emission from a combustor may be controlled. A pilot mixer (42) and the main mixer (44) are included. Said pilot mixer And two or more AKISHIARU swirlers (60) located in a radial outside are included. the upstream of a pilot fuel nozzle (54) and this pilot fuel nozzle -- said main mixer And it is located in this alignment to it. the radial outside of said pilot mixer -- said main mixer The swirler of said main mixer is a mixer assembly characterized by including at least one of the conical main swirler (110) and cyclone swirlers (210) including the swirler located in the upstream of two or more fuel-injection ports (98) and this fuel-injection port (41).

[Claim 15] The fuel-injection port (98) of said main mixer is a mixer assembly according to claim 14 characterized by being constituted so that a fuel may be injected outward [ radial ] from said annular fuel manifold, including further a fuel manifold (94) annular between said pilot mixers (42) and said main mixers (44) (41).

[Claim 16] The main mixer (44) of said mixer assembly is a mixer assembly according to claim 15 characterized by including an AKISHIARU swirler (112) further (41).

[Claim 17] The AKISHIARU swirler (112) of the main mixer of said mixer assembly is a mixer assembly according to claim 16 characterized by being located in at least one upstream in said conical main swirler (110) and a cyclone swirler (210) (41).

[Claim 18] At least one of the conical main swirler (110) of said main mixer (44) and cyclone air swirlers (210) is the mixer assembly according to claim 15 characterized by including two or more swirlers (41).

[Claim 19] Two or more swirlers of said main mixer are mixer assemblies according to claim 18 characterized by including the 1st swirler constituted so that it may be made to circle in the 1st direction in air, and the 2nd swirler constituted so that it may be made to circle in the 2nd direction of the 1st direction by said 1st swirler, and an opposite direction in air (41).

[Claim 20] Two or more swirlers of said main mixer are mixer assemblies according to claim 18 characterized by including the 1st swirler constituted so that it may be made to circle in the 1st direction in air, and the 2nd swirler constituted so that it may be made to circle in the 2nd direction of the same direction as the 1st direction by said 1st swirler in air (41).

---

[Translation done.]

## \* NOTICES \*

Japan Patent Office is not responsible for any damages caused by the use of this translation.

1. This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2. \*\*\*\* shows the word which can not be translated.
3. In the drawings, any words are not translated.

## DETAILED DESCRIPTION

[Detailed Description of the Invention]

[0001]

[Field of the Invention] Generally more specifically, this application is related with a gas turbine combustor about a combustor.

[0002]

[Description of the Prior Art] Also domestically according to the air pollution problem in the whole world, international more severe blowdown (emission) criteria will be introduced as a result. The aircraft is managed by the criteria of both Environmental Protection Agency (EPA) and the International Civil Aviation Organization (ICAO). These criteria regulate the emission of the nitrogen oxides (NO<sub>x</sub>) from the aircraft near [ used as the cause of city photochemical smog ] an airport, a non-burned hydrocarbon (HC), and a carbon monoxide (CO). Generally, engine emission is divided into two categories of what (NO<sub>x</sub>) is generated for high flame temperature, and the thing (HC and CO) generated for the low flame temperature which cannot perform the reaction of a fuel and air thoroughly.

[0003] Some [ at least ] known gas turbine combustors mix high-speed air with the detailed fuel spray including ten pieces thru/or 30 mixers. These mixers consist of the single fuel injector usually installed in the core of a swirler, and a swirler makes it circle in acceptance air, and raises flame holding and mixing. Both a fuel injector and a mixer are installed in a combustor dome.

[0004] Generally, the ratio (fuel-air ratio) of a fuel to the air in a mixer is thick (rich). Since the overall fuel-air ratio of a gas turbine combustor is rarefaction (Lean), before flowing out of a combustor, additional air is added through each dilution hole. in a dome, both a mixed defect and a hot spot may happen, and the injected fuel is evaporated in advance of combustion -- making -- it is necessary to mix -- moreover, the dome where air is [ near a dilution hole ] rich -- it is added by gaseous mixture.

[0005] Since one state of the art Lean style dome combustor contains two mixers accumulated radially in each fuel nozzle which is visible to two annular rings when it sees from the transverse plane of a combustor, it is called a double annular combustor (DAC). It has come to be able to perform adjustment to operation in the condition of differing, with the mixer of an additional train. At the time of an idling, a fuel is supplied to an outside mixer, and it is designed so that it can operate efficiently in the state of an idling. At the time of high power operation, most fuels are supplied to both mixers and air is supplied to inside annular space, and it is designed so that it can operate in the condition that there is moreover almost no emission most efficiently at the time of high power operation. Although the mixer has so far been adjusted so that it may become the optimal actuation by each dome, over the field where the interface between domes is large, inflammation will be reduced and that will make [ more ] CO reaction than the rich type dome single annular combustor (SAC) of resemblance by CO in these designs. Such a combustor is the product of compromise to the emission at the time of low-power output, and NO<sub>x</sub> at the time of high power.

[0006]

[Problem(s) to be Solved by the Invention] Other known combustors operate as a Lean style dome combustor. A pilot wave and the main phase are divided into a separate dome, and it replaces with producing remarkable CO resolution area in an interface, and although a mixer is this alignment, it includes the main airstream in the interior of equipment with a pilot wave separately. However, since in many cases CO/HC emission will increase if mixing of fuel/air is raised, it is difficult to control simultaneously CO/HC and flue gas emission at the time of low-power output by such design. The main air which circles tends to draw a pilot flame essentially, and tends to make it reduce inflammation. In order to prevent that the fuel spray is drawn into the main air, a pilot wave constitutes the narrow angle fuel spray. By this, a long jet flame peculiar to the flow of the number of turning small as a result will be produced. This pilot flame generates high flue gas, a carbon monoxide, and hydrocarbon emission, and is inferior in stability.

[0007]

[Means for Solving the Problem] Moreover in an instantiation operation gestalt, the combustor for gas turbine engines operates by the low carbon monoxide, nitrogen oxides, and flue gas emission with high combustion efficiency at the time of engine low-power output, a medium output, and high power operation. A combustor contains the mixer assembly containing a pilot mixer and the main mixer. A pilot mixer contains a pilot fuel injector, at least one swirler, and an air splitter. The main mixer is prolonged around the pilot mixer in the hoop direction, and contains the conical air swirler located in the upstream of two or more fuel-injection ports and a fuel-injection port.

[0008] At the time of idling output operation of an engine, since a pilot mixer is aerodynamically separated from the main mixer, only air is supplied to the main mixer. At the time of high output operation, a fuel is also supplied to the main mixer, and the conical (cone) swirler of the main mixer promotes mixing of the fuel and air of radial and a hoop direction, and brings about distribution of an almost uniform fuel and air for combustion. More specifically, the airstream which flows out of the main mixer swirler mixes compulsorily with airstream the fuel injected in the main mixer outward [ radial ] from the fuel-injection port. consequently, a fuel and air -- gaseous mixture is distributed to homogeneity inside a combustor, and promotes the perfect combustion inside a combustor, therefore decreases the nitrogen-oxides emission at the time of high power operation.

[0009]

[Embodiment of the Invention] Drawing 1 is the schematic diagram of the gas turbine engine 10 containing a low pressure compressor 12, a high pressure compressor 14, and a combustor 16. An engine 10 contains a high pressure turbine 18 and a low pressure turbine 20 again.

[0010] Air flows through a low pressure compressor 12 during operation, and the pressurized air is supplied to a high pressure compressor 14 from a low pressure compressor 12. The air pressurized by altitude is sent into a combustor 16. The airstream (not shown in drawing 1 ) from a combustor 16 drives turbines 18 and 20.

[0011] Drawing 2 is the sectional view of the combustor 16 used for the engine 10 shown in drawing 1 , and a similar gas turbine engine, and drawing 3 is the enlarged drawing of the combustor 16 along a field 3. Setting in one operation gestalt, a gas turbine engine is CFM. It is an available CFM mold engine from International. It is General which a gas turbine engine has in Ohio Cincinnati in another operation gestalt. Electric It is available GE90 mold engine from Company.

[0012] Each combustor 16 includes, the combustion area 30, i.e., the combustion chamber, formed of the annular radial outside liner 32 and the radial inside liner 34. The outside liner 32 forms the outside interface of a combustion chamber 30, and, more specifically, the inside liner 34 forms the inside interface of a combustion chamber 30. Liners 32 and 34 are located in the radial inside from the annular combustor casing 36 prolonged around liners 32 and 34 in a hoop direction.

[0013] A combustor 16 includes the annular dome 40 attached in the upstream of the outside liner 32 and the inside liner 34, respectively again. The upper edge of a combustion chamber 30 is formed, and around a dome 40, the mixer assembly 41 keeps spacing in a hoop direction, is arranged, and a dome 40 supplies the gaseous mixture of a fuel and air to a combustion chamber 30.

[0014] Each mixer assembly 41 contains the pilot mixer 42 and the main mixer 44. The pilot mixer 42 contains the annular pilot housing 46 which forms a chamber 50. The chamber 50 has the symmetry axis 52 and is the configuration of a cylindrical shape mostly. The pilot fuel nozzle 54 is prolonged in a chamber 50, and is symmetrically attached to a symmetry axis 52. A nozzle 54 contains the fuel injector 58 for supplying the globule of a fuel into the pilot chamber 50. In one operation gestalt, the pilot fuel injector 58 supplies a fuel through an injection exhaust nozzle (not shown). In another operation gestalt, the pilot fuel injector 58 supplies a fuel with a simplex injection spray (not shown).

[0015] The pilot mixer 42 contains the swirler 60 attached in this alignment of a couple again. A swirler 60 is an AKISHIARU (shaft) swirler and, more specifically, contains the pilot inside swirler 62 and the pilot outside swirler 64. The pilot inside swirler 62 is annular and is arranged around the pilot fuel injector 58 in a hoop direction. Each swirlers 62 and 64 contain two or more aerofoils 66 and 68 arranged for the upstream of the pilot fuel injector 58, respectively. Aerofoils 66 and 68 are chosen so that a desired ignition quality, the Lean stability, a low carbon monoxide (CO), and hydrocarbon (HC) emission may moreover be obtained at the time of low-power output operation of an engine.

[0016] The pilot splitter 70 is located between radial [ of the pilot inside swirler 62 and the pilot outside swirler 64 ], and is prolonged on the lower stream of a river of the pilot inside swirler 62 and the pilot outside swirler 64. The pilot splitter 70 is annular, it extends around the pilot inside swirler 62 in a hoop direction, and, more specifically, the airstream which moves through the inside swirler 62 is separated from the airstream which flows through the outside swirler 64. A splitter 70 has Sai's inside front face 74, while producing the thin film front face of a fuel at the time of low-power output operation of an engine. A splitter 70 decreases the shaft-orientations rate of the air which flows

through the pilot mixer 42 again, and makes the recirculation of elevated-temperature gas possible.

[0017] The pilot outside swirler 64 is located in the radial outside of the pilot inside swirler 62, and is located in the radial inside on the front face 78 of the inside of the pilot housing 46. The pilot outside swirler 64 is prolonged around the pilot inside swirler 62 in a hoop direction, and, more specifically, is located between radial [ of the pilot splitter 70 and the pilot housing 46 ]. The pilot inside swirler 66 makes it circle in the same direction as the air which flows through the pilot outside swirler 68 in the air which flows through it in one operation gestalt. The pilot inside swirler 66 makes it circle in the 1st direction of the 2nd direction which makes it circle in the air to which the pilot outside swirler 68 flows the air which flows through it through it, and an opposite direction in another operation gestalt.

[0018] The main mixer 44 contains the annular main housing 90 which forms the annular cavity 92. The main mixer 44 is adjusted by this alignment to the pilot mixer 42, and is prolonged around the pilot mixer 42 in a hoop direction. A fuel manifold 94 is prolonged between the pilot mixer 42 and the main mixer 44. More specifically, a fuel manifold 94 contains the annular housing 96 which is prolonged around the pilot mixer 42 in a hoop direction, and is located between the pilot housing 46 and the main housing 90.

[0019] A fuel manifold 94 is formed in the outside front face 100 of a fuel manifold, and includes two or more injection ports 98 for injecting a fuel outward [ radial ] all over the main mixer cavity 92 from a fuel manifold 94. The fuel-injection port 98 promotes mixing of the fuel and air of the hoop direction in the interior of the main mixer 44.

[0020] In one operation gestalt, a manifold 94 includes the 1st train of 20 injection ports 98 which kept spacing in the hoop direction and have been arranged, and the 2nd train of 20 injection ports 98 which kept spacing in the hoop direction and have been arranged. In another operation gestalt, a manifold 94 includes two or more injection ports 98 which are not arranged by the train which kept spacing in the hoop direction. The location of the injection port 98 adjusts the degree of mixing of a fuel and air, and it is chosen so that low nitrogen-oxides (NOx) emission may be attained and may carry out perfect combustion certainly in the state of the changing engine operation. Furthermore, an injection port location is chosen so that it may help to decrease or prevent the instability of combustion again.

[0021] The annular housing 96 of a fuel manifold separates the pilot mixer 42 and the main mixer 44. Therefore, the pilot mixer 42 is protected from the main mixer 44 during pilot actuation, improves pilot engine-performance stability and effectiveness, and also promotes reduction of CO and HC emission simultaneously. Furthermore, pilot housing 46 is made into a configuration which promotes that the pilot fuel injected in the combustor 16 burns completely. More specifically, the inside wall surface 101 of the pilot housing 46 is Sai's front face, while helping to control diffusion and mixing into the airstream which flows out of the main mixer 44 of a pilot flame. Therefore, the distance between the pilot mixer 42 and the main mixer 44 is chosen so that it may help to improve an ignition quality, high power, the combustion stability at the time of low-power output operation, and the emission generated in low-power output operational status.

[0022] The main mixer 44 contains the 1st swirler 110 and 2nd swirler 112 with which each was installed in the upstream of the fuel-injection port 98 again. The 1st swirler 110 is a conical (cone) swirler, and the airstream which flows through it is breathed out at a conical swirler include angle (not shown). A conical swirler include angle is chosen so that a comparatively low sense momentum within radial may be given to the airstream breathed out from the 1st swirler 110, and it helps for this to improve mixing of the radial fuel and air of the fuel injected outward [ radial ] from the injection port 98. The 1st swirler 110 is divided into the swirler (not shown) which became the pair which can rotate in the same direction in a revolution or an opposite direction in another operation gestalt.

[0023] It is the AKISHIARU (shaft) swirler which helps for the 2nd swirler 112 to breathe out air in the direction almost parallel to the symmetry axis 52 of a main mixer, and to raise mixing of the fuel and air of the main mixer. In one operation gestalt, the main mixer 44 does not contain the 2nd swirler 112 only including the 1st swirler 110.

[0024] A fuel supply system 120 supplies a fuel to a combustor 16, and includes the pilot fuel circuit 122 and the main-fuel circuit 124. A fuel is supplied to the pilot fuel injector 58, and the main-fuel circuit 124 supplies a fuel to the main mixer 44, and the pilot fuel circuit 122 includes the fuel stage where the plurality used for controlling the nitrogen-oxides emission generated inside a combustor 16 became independent.

[0025] If a gas turbine engine 10 starts and it is operated by idling operational status on the occasion of operation, a fuel and air will be supplied to a combustor 16. In the idling operational status of a gas turbine, only the pilot mixer 42 is used for a combustor 16 for actuation. The pilot fuel circuit 122 injects a fuel to a combustor 16 through the pilot fuel injector 58. Simultaneously, airstream flows into the main mixer swirlers 110 and 112 at pilot swirler 60 list. Pilot airstream flows mostly to the symmetry axis 52 of a main mixer at parallel, runs against the pilot splitter 70, and draws the pilot airstream to which the pilot splitter 70 is circling in the direction of the fuel which flows out of the pilot fuel injector 58. Pilot airstream stabilizes a fuel instead and is atomized without collapsing the injection pattern (not shown) from the pilot fuel injector 58. The airstream breathed out through the main mixer 44 flows all over a combustion

chamber 30.

[0026] If only a pilot fuel stage is used, it will enable it for a combustor 16 to maintain low-power output operation effectiveness, to control the emission discharged from a combustor 16, and to make it the minimum. Since it dissociates from the main mixer airstream, a pilot fuel is lit thoroughly, and burns and, as a result, pilot airstream brings about emission at the time of the low-power output of the Lean stability, a low carbon monoxide, a hydrocarbon, and nitrogen oxides.

[0027] If a gas turbine engine 10 is accelerated by high power operational status from idling operational status, an additional fuel and air will be introduced into a combustor 16. In high power operational status, in addition to a pilot fuel stage, a fuel is supplied to the main mixer 44 by the main-fuel circuit 124, and it is injected outward [ radial ] by the fuel-injection port 98. The swirlers 110 and 112 of the main mixer promote mixing of the fuel and air of radial and a hoop direction, and bring about distribution of an almost uniform fuel and air for combustion. more specifically, the airstream which flows out of the main mixer swirlers 110 and 112 pierces through the main mixer cavity 92 -- as -- a fuel -- compulsory -- radial outwardness -- extending -- mixing of a fuel and air -- promoting -- Lean main mixer [ 44 ] air and a fuel -- it makes it possible to operate by gaseous mixture. in addition, a fuel and air -- by distributing gaseous mixture to homogeneity, perfect combustion is obtained and reduction of the NOx emission at the time of high power operation is promoted.

[0028] Drawing 4 is the sectional view of another operation gestalt of the combustor 200 which can be used for a gas turbine engine 10. The combustor 200 is mostly similar to the combustor 16 shown in drawing 2 and drawing 3 , and specifies the component part of a combustor 16, and the component part in the same combustor 200 by drawing 4 using the same reference mark as having used by drawing 2 and drawing 3 . Although a combustor contains the pilot mixer 42 and the annular housing 96 of a fuel manifold, more specifically, it does not contain the main mixer 44. A combustor 200 rather contains the almost same main mixer 202 as the main mixer 44 (shown in drawing 2 and drawing 3 ).

[0029] The main mixer 202 contains the annular main housing 204 which forms the annular cavity 206. The main mixer 202 is adjusted by this alignment to the pilot mixer 42, and is prolonged around the pilot mixer 42 in a hoop direction. A fuel manifold 94 is prolonged between the pilot mixer 42 and the main mixer 202.

[0030] The main mixer 202 contains the 1st swirler 210 and 2nd swirler 112 with which each was installed in the upstream of the fuel-injection port 98 again. The 1st swirler 210 is a cyclone swirler, and is an AKISHIARU (shaft) swirler which helps for the 2nd swirler 112 to breathe out air in the direction almost parallel to the symmetry axis 52 of a main mixer, and to raise mixing of the fuel and air of the main mixer. The 1st swirler 210 is divided into the swirler (not shown) which became the pair which can rotate in the same direction in a revolution or an opposite direction in another operation gestalt.

[0031] An above-mentioned combustor has dependability with it. [ good and cost effectiveness and ] [ high ] A combustor contains a mixer assembly equipped with a pilot mixer and the main mixer. A pilot mixer is used at the time of low-power output operation, and the main mixer is used at the time of medium and high power operation. Between idling operational status, a combustor operates by low emission and only air is supplied to the main mixer. Between high power operational status, a combustor supplies a fuel also to the main mixer and the main mixer contains the conical (cone) swirler for improving mixing of the fuel and air of the main mixer. a conical swirler -- a fuel and air -- it helps to distribute gaseous mixture to homogeneity, and to improve the combustion inside a combustor, and to reduce the whole flame temperature. By operating temperature falling and combustion being improved, the improvement in actuation effectiveness and the reduction of combustor emission at the time of high power operation are promoted. Consequently, moreover, a combustor operates by the low carbon monoxide, nitrogen oxides, and flue gas emission with high combustion efficiency.

[0032] Although this invention has been explained about various specific operation gestalten, probably, it will be clear to this contractor this invention's for it to be able to carry out with the technical thought of a claim and the deformation gestalt of technical within the limits. the sign indicated by the claim -- an understanding -- it is because it is easy and the technical range of invention is not \*\*\*\*(ed) in the example at all.

---

[Translation done.]

\* NOTICES \*

Japan Patent Office is not responsible for any damages caused by the use of this translation.

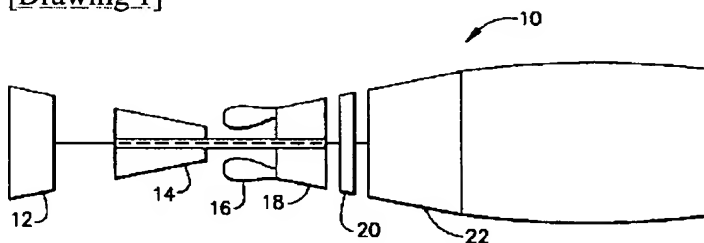
1. This document has been translated by computer. So the translation may not reflect the original precisely.
2. \*\*\*\* shows the word which can not be translated.
3. In the drawings, any words are not translated.

---

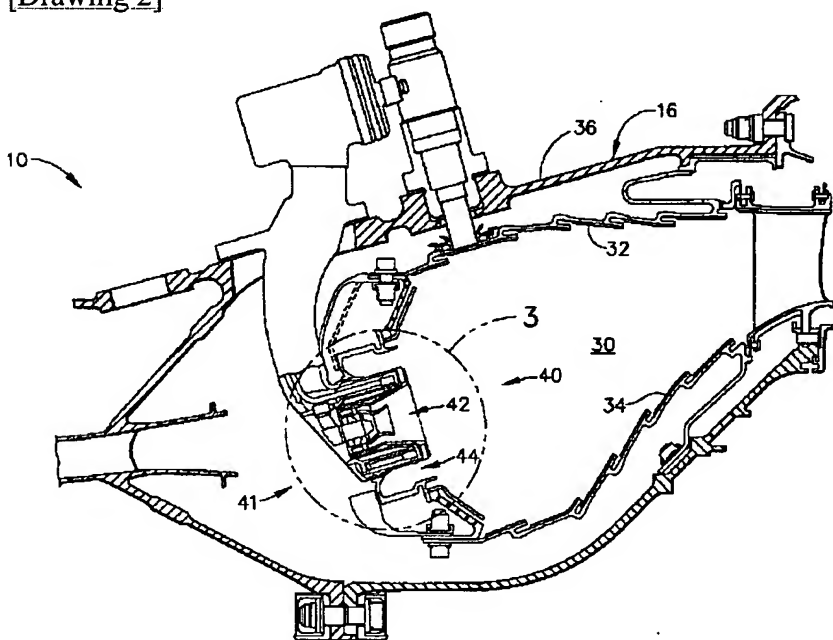
DRAWINGS

---

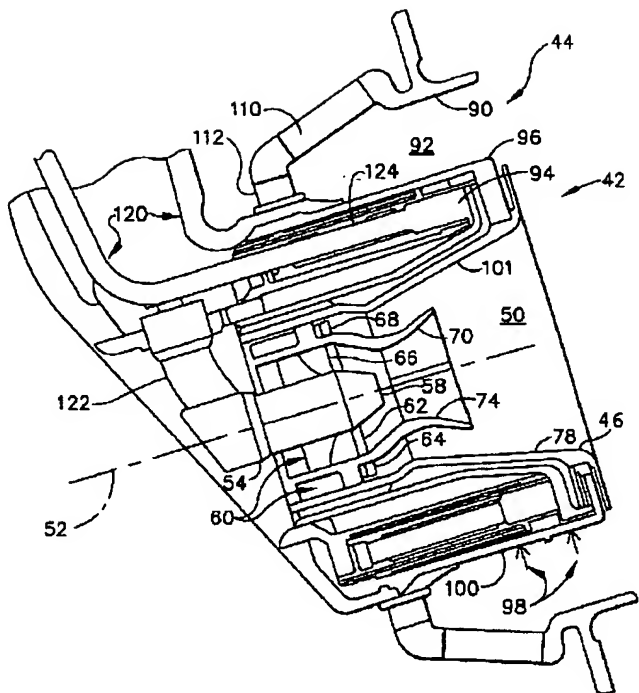
[Drawing 1]



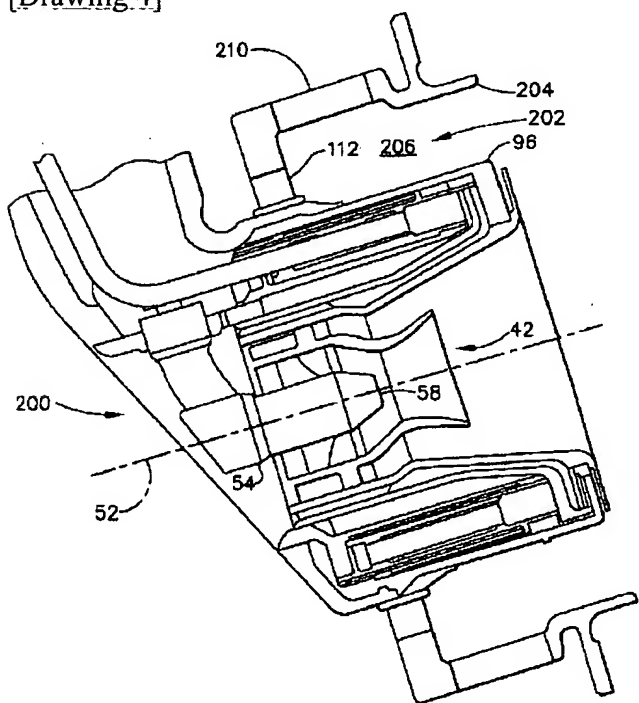
[Drawing 2]



[Drawing 3]



[Drawing 4]



[Translation done.]

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開 2003-4231

(P 2003-4231 A)

(43) 公開日 平成15年1月8日 (2003. 1. 8)

(51) Int. Cl. 7	識別記号	F I	テーマコード* (参考)
F 2 3 R	3/14	F 2 3 R	3/14
	3/28		3/28
	3/34		3/34
			D

審査請求 未請求 請求項の数 20 O L

(全 8 頁)

(21) 出願番号 特願2002-156535 (P2002-156535)  
(22) 出願日 平成14年5月30日 (2002. 5. 30)  
(31) 優先権主張番号 09/871343  
(32) 優先日 平成13年5月31日 (2001. 5. 31)  
(33) 優先権主張国 米国 (U S)

(71) 出願人 390041542  
ゼネラル・エレクトリック・カンパニ  
GENERAL ELECTRIC CO  
MPANY  
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ  
クタデイ、リバーロード、1番  
(72) 発明者 マイケル・ジェローム・フースト  
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・  
チェスター、キルケニー・ドライブ、735  
6番  
(74) 代理人 100093908  
弁理士 松本 研一

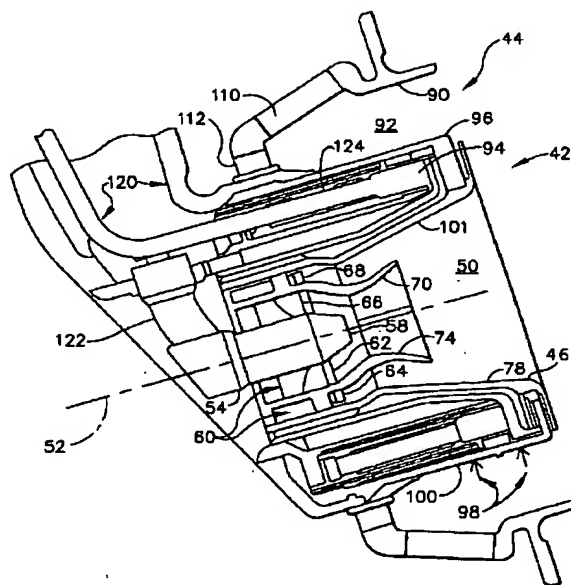
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンの運転方法、燃焼器及びミキサ組立体

(57) 【要約】

【課題】 低出力及び高出力運転時に、高い燃焼効率で且つ低い酸化炭素、窒素酸化物及び排煙エミッションで作動する燃焼器 (16) を提供する。

【解決手段】 燃焼器は、パイロットミキサ (42) と主ミキサ (44) とを備えるミキサ組立体 (41) を含む。パイロットミキサは、パイロット燃料インジェクタ (58)、少なくとも1つのスワラ (60)、及び空気スプリッタ (70) を含む。主ミキサは、パイロットミキサの周りに周方向に延び、かつ複数の燃料噴射ポート (98)、及び燃料噴射ポートの上流に位置するコンカル空気スワラ (110) を含む。エンジンのアイドリング出力運転時には、パイロットミキサは、主ミキサから空気力学的に分離されて、空気のみが主ミキサに供給される。高出力運転時には、燃料が主ミキサにも供給され、主ミキサのコンカルスワラは、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進する。



## 【特許請求の範囲】

【請求項 1】 パイロット燃料ノズル（54）及び複数のアキシャルスワラ（60）を備えるパイロットミキサ（42）と、主スワラ及び複数の燃料噴射ポート（98）を備える主ミキサ（44）とを備えるミキサ組立体（41）を含む燃焼器（16）からのエミッション量の減少を促進するように、ガスタービンエンジン（10）を運転する方法であって、燃料を、該燃料が前記パイロットミキサのアキシャルスワラの下流に吐出されて、前記パイロットミキサを通して前記燃焼器中に噴射する段階と、空気流を、該空気流が前記主ミキサから吐出される前にコニカルスワラ（110）及びサイクロンスワラ（210）のうちの少なくとも1つにより旋回させられて、前記主ミキサを通して前記燃焼器中に導く段階と、を含むことを特徴とする方法。

【請求項 2】 空気流を前記燃焼器中に導く前記段階は、前記主ミキサ（44）と前記パイロットミキサ（42）との間に配置された環状の燃料マニホルド（94）から半径方向外向きに燃料を噴射する段階を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】 空気流を前記燃焼器（16）中に導く前記段階は、前記コニカルスワラ（110）及びサイクロンスワラ（210）のうちの少なくとも1つにより空気流を旋回させる前に、アキシャルスワラ（112）により前記主ミキサ（44）の内部で空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 4】 前記主ミキサのコニカルスワラ（110）及び主ミキサのサイクロンスワラ（210）のうちの少なくとも1つは、第1の組の旋回翼及び第2の組の旋回翼を含んでおり、空気流を前記燃焼器（16）中に導く前記段階は、空気流の1部を前記第1の組の旋回翼により旋回させ、また空気流の1部を前記第2の旋回翼により旋回させるように前記主ミキサ（44）を通して空気流を導く段階を更に含むことを特徴とする、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 5】 空気流の1部を旋回させるように前記主ミキサ（44）を通して空気流を導く前記段階は、前記第1及び第2の組の旋回翼により特定の方向に空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 6】 空気流の1部を旋回させるように前記主ミキサ（44）を通して空気流を導く前記段階は、前記第1の組の旋回翼により第1の方向に、また前記第2の組の旋回翼により前記第1の方向と反対方向の第2の方向に空気流を旋回させる段階を更に含むことを特徴とする、請求項 4 に記載の方法。

【請求項 7】 ガスタービンエンジン（10）用の燃焼器（16）であって、

空気スプリッタ（70）、パイロット燃料ノズル（54）、及び該パイロット燃料ノズルの上流に位置する複数のアキシャル空気スワラ（60）を含み、前記空気スプリッタが前記パイロット燃料ノズルの下流に位置し、前記空気スワラが前記パイロット燃料ノズルの半径方向外側に位置しかつ前記パイロット燃料ノズルに対して同心に取り付けられている、パイロットミキサ（42）と、該パイロットミキサの半径方向外側に位置しかつ該パイロットミキサに対して同心に整合されている主ミキサ（44）と、を含み、

該主ミキサは、複数の燃料噴射ポート（98）と、コニカル空気スワラ（110）及びサイクロン空気スワラ（210）のうちの少なくとも1つを備えるスワラとを含んでおり、前記主ミキサのスワラは、前記主ミキサの燃料噴射ポートの上流に位置している、ことを特徴とする燃焼器（16）。

【請求項 8】 前記パイロットミキサ（42）と前記主ミキサ（44）との間に環状の燃料マニホルド（94）を更に含み、該燃料マニホルドは半径方向内側表面及び半径方向外側表面（100）を含んでおり、前記主ミキサの燃料噴射ポート（98）は、前記燃料マニホルドの半径方向外側表面から半径方向外向きに燃料を噴射するように構成されていることを特徴とする、請求項 7 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 9】 前記主ミキサ（44）はアキシャルスワラ（112）を更に含むことを特徴とする、請求項 7 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 10】 前記主ミキサのアキシャルスワラは、前記コニカル空気スワラ（110）及び前記サイクロン空気スワラ（210）のうちの少なくとも1つの上流に位置していることを特徴とする、請求項 9 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 11】 前記コニカル空気スワラ（110）及びサイクロン空気スワラ（210）のうちの少なくとも1つは、第1の旋回翼及び第2の旋回翼を含んでおり、前記第1の旋回翼は第1の方向に空気を旋回させるように構成され、前記第2の旋回翼は第2の方向に空気を旋回させるように構成されていることを特徴とする、請求項 7 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 12】 前記第1の旋回翼による第1の方向は、前記第2の旋回翼による第2の方向と反対方向であることを特徴とする、請求項 11 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 13】 前記第1の旋回翼による第1の方向は、前記第2の旋回翼による第2の方向と同一方向であることを特徴とする、請求項 11 に記載の燃焼器（16）。

【請求項 14】 燃焼器からのエミッションを制御するように構成されている、ガスタービンエンジンの燃焼器（16）用のミキサ組立体（41）であって、パイロ

トミキサ(42)と主ミキサ(44)とを含み、前記パイロットミキサは、パイロット燃料ノズル(54)、及び該パイロット燃料ノズルの上流にかつ半径方向外側に位置する複数のアキシャルスワラ(60)を含み、前記主ミキサは、前記パイロットミキサの半径方向外側にかつそれに対して同心に位置し、また前記主ミキサは、複数の燃料噴射ポート(98)、及び該燃料噴射ポートの上流に位置するスワラを含み、前記主ミキサのスワラは、コニカル主スワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つを含むことを特徴とするミキサ組立体(41)。

【請求項15】 前記パイロットミキサ(42)と前記主ミキサ(44)との間に環状の燃料マニホールド(94)を更に含み、前記主ミキサの燃料噴射ポート(98)は前記環状の燃料マニホールドから半径方向外向きに燃料を噴射するように構成されていることを特徴とする、請求項14に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項16】 前記ミキサ組立体の主ミキサ(44)はアキシャルスワラ(112)を更に含むことを特徴とする、請求項15に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項17】 前記ミキサ組立体の主ミキサのアキシャルスワラ(112)は、前記コニカル主スワラ(110)及びサイクロンスワラ(210)のうちの少なくとも1つの上流に位置することを特徴とする、請求項16に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項18】 前記主ミキサ(44)のコニカル主スワラ(110)及びサイクロン空気スワラ(210)のうちの少なくとも1つは、複数の旋回翼を含むことを特徴とする、請求項15に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項19】 前記主ミキサの複数の旋回翼は、第1の方向に空気を旋回させるように構成されている第1の旋回翼と、前記第1の旋回翼による第1の方向と反対方向の第2の方向に空気を旋回させるように構成されている第2の旋回翼とを含むことを特徴とする、請求項18に記載のミキサ組立体(41)。

【請求項20】 前記主ミキサの複数の旋回翼は、第1の方向に空気を旋回させるように構成されている第1の旋回翼と、前記第1の旋回翼による第1の方向と同一方向の第2の方向に空気を旋回させるように構成されている第2の旋回翼とを含むことを特徴とする、請求項18に記載のミキサ組立体(41)。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】 本出願は、一般的に燃焼器に関し、より具体的には、ガスタービン燃焼器に関する。

【0002】

【従来の技術】 全世界での空気汚染問題により、結果として国内的にも国際的にもより厳しい排出(エミッション)基準を導入することになった。航空機は、環境保護

庁(EPA)及び国際民間航空機関(ICAO)の両方の基準により管理されている。これらの基準は、都市の光化学スモッグの一因となる、空港付近の航空機からの窒素酸化物( $\text{NO}_x$ )、未燃炭化水素(HC)、及び一酸化炭素(CO)のエミッションを規制する。一般的に、エンジンエミッションは、高い火炎温度のために生成されるもの( $\text{NO}_x$ )と、燃料・空気の反応を完全には行うことができない低い火炎温度のために生成されるもの(HC及びCO)との2つの部類に分かれる。

【0003】 少なくとも一部の既知のガスタービン燃焼器は、10個乃至30個のミキサを含み、高速空気を微細な燃料噴霧と混合する。これらのミキサは、通常スワラの中心に設置された単一の燃料インジェクタから成り、スワラは受け入れ空気を旋回させて保炎及び混合を向上させる。燃料インジェクタ及びミキサの両方共が燃焼器ドームに設置される。

【0004】 一般的に、ミキサ中の空気に対する燃料の比(燃空比)は濃厚(リッチ)である。ガスタービン燃焼器の全体的な燃空比は希薄(リーン)であるので、燃焼器から流出する前に個々の希釈孔を通して追加の空気が添加される。ドームにおいて混合不良及びホットスポットの両方が起こる可能性があり、噴射された燃料は燃焼に先立ち気化させ混合する必要があり、また希釈孔の付近では空気がリッチなドーム混合気に添加される。

【0005】 1つの最新式のリーン式ドーム燃焼器は、燃焼器の正面から見た場合に2つの環状のリングに見える各燃料ノズルに2つの半径方向に積み重ねられたミキサを含むので、複式環状燃焼器(DAC)と呼ばれる。追加の列のミキサにより、異なる状態での運転に対する調整ができるようになっている。アイドリング時には、外側ミキサに燃料が供給されて、アイドリング状態で効率的に作動できるように設計されている。高出力運転時には、両方のミキサに燃料の大部分が供給され、空気が内側環状空間に供給されて、高出力運転時に最も効率的にしかもほとんどエミッションがない状態で作動できるように設計されている。これまでミキサは各ドームにより最適の作動になるように調整されてきたが、ドームの間の境界面が広い領域にわたってCO反応を消炎し、そのことがこれらの設計におけるCOを類似のリッチ式ドーム単一環状燃焼器(SAC)より多くすることになる。このような燃焼器は、低出力時のエミッションと高出力時の $\text{NO}_x$ との妥協の産物である。

【0006】

【発明が解決しようとする課題】 他の既知の燃焼器は、リーン式ドーム燃焼器として作動する。パイロット及び主段階を別個のドームに分離して、境界面に著しいCO消炎区域を生じるのに代えて、ミキサは、装置の内部に同心ではあるが別個にパイロットと主空気を組み入れる。しかしながら、多くの場合、燃料/空気の混合を高めるとCO/HCEミッションが増大するので、このよ

うな設計では低出力時のCO/HC及び排煙エミッションを同時に制御することは困難である。旋回する主空気は、本来的にパイロット火炎を引き込み、それを消炎させがちである。燃料噴霧が主空气中に引き込まれるのを防止するために、パイロットは狭角噴霧を構成する。このことにより、結果として少ない旋回数の流れに特有の長いジェット火炎を生じることになる。かかるパイロット火炎は、高い排煙、一酸化炭素、及び炭化水素エミッションを発生し、また安定性が劣る。

#### 【0007】

【課題を解決するための手段】例示的な実施形態において、ガスタービンエンジン用の燃焼器は、エンジンの低出力、中間出力及び高出力運転時に、高い燃焼効率でしかも低い一酸化炭素、窒素酸化物、及び排煙エミッションで作動する。燃焼器は、パイロットミキサと主ミキサとを含むミキサ組立体を含む。パイロットミキサは、パイロット燃料インジェクタ、少なくとも1つのスワラ、及び空気スプリッタを含む。主ミキサは、パイロットミキサの周りに周方向に延びており、複数の燃料噴射ポート、及び燃料噴射ポートの上流に位置するコンカル

空気スワラを含む。

【0008】エンジンのアイドリング出力運転時に、パイロットミキサは、主ミキサから空気力学的に分離されるので、空気のみが主ミキサに供給される。高い出力運転時には、燃料も主ミキサに供給され、主ミキサのコンカル（円錐）スワラは、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進して燃焼のためにほぼ均一な燃料及び空気の分配をもたらす。より具体的には、主ミキサスワラから流出する空気流は、燃料噴射ポートから半径方向外向きに主ミキサ中に噴射された燃料を強制的に空気

#### 【0009】

【発明の実施の形態】図1は低圧圧縮機12、高圧圧縮機14、及び燃焼器16を含むガスタービンエンジン10の概略図である。エンジン10はまた、高圧タービン18及び低圧タービン20を含む。

【0010】運転中、空気は低圧圧縮機12を流れて、加圧された空気は低圧圧縮機12から高圧圧縮機14に供給される。高度に加圧された空気は燃焼器16に送り込まれる。燃焼器16からの空気流（図1には示さず）はタービン18及び20を駆動する。

【0011】図2は図1に示すエンジン10と類似のガスタービンエンジンに用いられる燃焼器16の断面図であり、また図3は領域3に沿った燃焼器16の拡大図である。1つの実施形態において、ガスタービンエンジンは、CFM Internationalから入手可能なCFM型エンジンである。別の実施形態において、ガ

スタービンエンジンは、オハイオ州シンシナチにあるGeneral Electric Companyから入手可能なGE90型エンジンである。

【0012】各燃焼器16は、環状の半径方向外側ライナ32及び半径方向内側ライナ34により形成される燃焼区域すなわち燃焼室30を含む。より具体的には、外側ライナ32は燃焼室30の外側境界面を形成し、また内側ライナ34は燃焼室30の内側境界面を形成する。ライナ32及び34は、ライナ32及び34の周りに周方向に延びる環状の燃焼器ケーシング36から半径方向内側に位置する。

【0013】燃焼器16はまた、それぞれ外側ライナ32及び内側ライナ34の上流に取り付けられた環状のドーム40を含む。ドーム40は燃焼室30の上流端を形成し、またミキサ組立体41はドーム40の周りに周方向に間隔を置いて配置されて、燃料及び空気の混合気を燃焼室30に供給する。

【0014】各ミキサ組立体41は、パイロットミキサ42と主ミキサ44とを含む。パイロットミキサ42は、チャンバ50を形成する環状のパイロットハウジング46を含む。チャンバ50は対称軸52を有しており、ほぼ円筒形の形状である。パイロット燃料ノズル54はチャンバ50中に延びて、対称軸52に対して対称的に取り付けられる。ノズル54は、燃料の小滴をパイロットチャンバ50中に供給するための燃料インジェクタ58を含む。1つの実施形態において、パイロット燃料インジェクタ58は、噴射噴出口（図示せず）を通して燃料を供給する。別の実施形態において、パイロット燃料インジェクタ58は、単式噴射スプレー（図示せず）によって燃料を供給する。

【0015】パイロットミキサ42はまた、一対の同心に取り付けられたスワラ60を含む。より具体的には、スワラ60はアキシアル（軸）スワラであり、パイロット内側スワラ62及びパイロット外側スワラ64を含む。パイロット内側スワラ62は環状であり、パイロット燃料インジェクタ58の周りに周方向に配置される。各スワラ62及び64は、それぞれパイロット燃料インジェクタ58の上流に配置された複数の翼66及び68を含む。翼66及び68は、エンジンの低出力運転時に、所望の点火特性、リーン安定性、しかも低い一酸化炭素（CO）及び炭化水素（HC）エミッションが得られるように選ばれる。

【0016】パイロットスプリッタ70は、パイロット内側スワラ62とパイロット外側スワラ64との半径方向の間に位置し、かつパイロット内側スワラ62及びパイロット外側スワラ64の下流に延びる。より具体的には、パイロットスプリッタ70は、環状であり、パイロット内側スワラ62の周りに周方向に延びて、内側スワラ62を流れて移動する空気流を外側スワラ64を流れて流れる空気流から分離する。スプリ

ッタ 70 は、エンジンの低出力運転時に燃料の薄膜表面を生じる、中細の内側表面 74 を有する。スプリッタ 70 はまた、パイロットミキサ 42 を通って流れる空気の流れ方向速度を減少させて、高温ガスの再循環を可能にする。

【0017】パイロット外側スワラ 64 は、パイロット内側スワラ 62 の半径方向外側に位置し、かつパイロットハウジング 46 の内側表面 78 の半径方向内側に位置する。より具体的には、パイロット外側スワラ 64 は、パイロット内側スワラ 62 の周りに周方向に延び、かつパイロットスプリッタ 70 とパイロットハウジング 46 との半径方向の間に位置する。1 つの実施形態において、パイロット内側旋回翼 66 は、それを通して流れる空気を、パイロット外側旋回翼 68 を通って流れる空気と同じ方向に旋回させる。別の実施形態において、パイロット内側旋回翼 66 は、それを通して流れる空気を、パイロット外側旋回翼 68 がそれを通して流れる空気を旋回させる第 2 の方向と反対方向の第 1 の方向に旋回させる。

【0018】主ミキサ 44 は、環状の空洞 92 を形成する環状の主ハウジング 90 を含む。主ミキサ 44 は、パイロットミキサ 42 に対して同心に整合され、かつパイロットミキサ 42 の周りに周方向に延びる。燃料マニホルド 94 は、パイロットミキサ 42 と主ミキサ 44 の間に延びる。より具体的には、燃料マニホルド 94 は、パイロットミキサ 42 の周りに周方向に延び、かつパイロットハウジング 46 と主ハウジング 90 との間に位置する環状のハウジング 96 を含む。

【0019】燃料マニホルド 94 は、燃料マニホルドの外側表面 100 に設けられ、燃料マニホルド 94 から主ミキサ空洞 92 中に半径方向外向きに燃料を噴射するための複数の噴射ポート 98 を含む。燃料噴射ポート 98 は、主ミキサ 44 の内部における周方向の燃料・空気の混合を促進する。

【0020】1 つの実施形態において、マニホルド 94 は、周方向に間隔を置いて配置された 20 個の噴射ポート 98 の第 1 の列、及び周方向に間隔を置いて配置された 20 個の噴射ポート 98 の第 2 の列を含む。別の実施形態において、マニホルド 94 は、周方向に間隔を置いて配列されない複数の噴射ポート 98 を含む。噴射ポート 98 の位置は、燃料・空気の混合の度合を調節して、低い窒素酸化物 ( $\text{NO}_x$ ) エミッションを達成し、また変化するエンジン運転状態で確実に完全燃焼させるように選ばれる。更に、噴射ポート位置はまた、燃焼の不安定性を減少又は防止するのを助けるように選ばれる。

【0021】燃料マニホルドの環状のハウジング 96 は、パイロットミキサ 42 と主ミキサ 44 を分離する。従って、パイロットミキサ 42 は、パイロット作動中に主ミキサ 44 から保護されて、パイロット性能安定性及

び効率を改善し、同時に CO 及び HC エミッションの減少も促進する。更に、パイロットハウジング 46 は、燃焼器 16 中に噴射されたパイロット燃料が完全燃焼するのを促進するような形状にされている。より具体的には、パイロットハウジング 46 の内側壁面 101 は、パイロット火炎の主ミキサ 44 から流出する空気流中への拡散及び混合を制御するのを助ける中細の表面となっている。従って、パイロットミキサ 42 と主ミキサ 44 との間の距離は、点火特性、高出力及び低出力運転時の燃焼安定性、及び低出力運転状態で発生するエミッションを改善するのを助けるように選ばれる。

【0022】主ミキサ 44 はまた、それぞれが燃料噴射ポート 98 の上流に設置された、第 1 のスワラ 110 及び第 2 のスワラ 112 を含む。第 1 のスワラ 110 は、コニカル (円錐) スワラであり、それを通して流れる空気流は、コニカルスワラ角度 (図示せず) で吐出される。コニカルスワラ角度は、第 1 のスワラ 110 から吐出される空気流に比較的低い半径方向内向き運動量を与えるように選ばれ、このことが、噴射ポート 98 から半径方向外向きに噴射される燃料の半径方向の燃料・空気の混合を改善するのを助ける。別の実施形態において、第 1 のスワラ 110 は、同一方向に回転又は反対方向に回転することができる対になった旋回翼 (図示せず) に分割される。

【0023】第 2 のスワラ 112 は、中心ミキサの対称軸 52 にほぼ平行な方向に空気を吐出して、主ミキサの燃料・空気の混合を向上させるのを助けるアキシアル (軸) スワラである。1 つの実施形態において、主ミキサ 44 は、第 1 のスワラ 110 のみを含み、第 2 のスワラ 112 を含まない。

【0024】燃料供給装置 120 は、燃焼器 16 に燃料を供給し、パイロット燃料回路 122 及び主燃料回路 124 を含む。パイロット燃料回路 122 は、パイロット燃料インジェクタ 58 に燃料を供給し、また主燃料回路 124 は、主ミキサ 44 に燃料を供給し、燃焼器 16 の内部で発生する窒素酸化物エミッションを制御するのに用いられる複数の独立した燃料段を含む。

【0025】運転に際して、ガスタービンエンジン 10 が始動してアイドリング運転状態で運転されると、燃料及び空気が燃焼器 16 に供給される。ガスタービンのアイドリング運転状態では、燃焼器 16 は、作動のためにパイロットミキサ 42 のみを用いる。パイロット燃料回路 122 は、パイロット燃料インジェクタ 58 を通して燃焼器 16 に燃料を噴射する。同時に、空気流は、パイロットスワラ 60 並びに主ミキサスワラ 110 及び 112 に流入する。パイロット空気流は、中心ミキサの対称軸 52 にほぼ平行に流れて、パイロットスプリッタ 70 に突き当たり、パイロットスプリッタ 70 が旋回運動をしているパイロット空気流をパイロット燃料インジェクタ 58 から流出する燃料の方向に導く。パイロット

空気流は、パイロット燃料インジェクタ 58 からの噴射パターン（図示せず）を崩壊させないで、代わりに燃料を安定させ霧化する。主ミキサ 44 を通して吐出される空気流は、燃焼室 30 中に流入する。

【0026】パイロット燃料段のみを利用すれば、燃焼器 16 が低出力運転効率を維持して、燃焼器 16 から排出されるエミッションを制御して最小限にすることが可能になる。パイロット空気流は主ミキサ空気流から分離されているので、パイロット燃料は完全に点火され燃焼され、その結果リーン安定性と低い酸化炭素、炭化水素、及び窒素酸化物の低出力時エミッションをもたらす。

【0027】ガスタービンエンジン 10 が、アイドリング運転状態から高出力運転状態に加速されると、追加の燃料及び空気が燃焼器 16 中に導入される。高出力運転状態では、パイロット燃料段に加えて、主ミキサ 44 には、主燃料回路 124 により燃料が供給されて、燃料噴射ポート 98 により半径方向外向きに噴射される。主ミキサのスワーラ 110 及び 112 は、半径方向及び周方向の燃料・空気の混合を促進して、燃焼のためにほぼ均一な燃料及び空気の分配をもたらす。より具体的には、主ミキサスワーラ 110 及び 112 から流出する空気流は、主ミキサ空洞 92 を貫くように燃料を強制的に半径方向外向きに広げて、燃料・空気の混合を促進し、主ミキサ 44 がリーンな空気・燃料混合気で作動するのを可能にする。加えて、燃料・空気混合気を均一に分配することで、完全燃焼が得られて、高出力運転時の  $\text{NO}_x$  エミッションの減少を促進する。

【0028】図 4 はガスタービンエンジン 10 に用いることができる燃焼器 200 の別の実施形態の断面図である。燃焼器 200 は、図 2 及び図 3 に示す燃焼器 16 にほぼ類似しており、燃焼器 16 の構成部品と同一である燃焼器 200 中の構成部品は、図 2 及び図 3 で用いたのと同じ参照符号を用いて図 4 で特定する。より具体的には、燃焼器は、パイロットミキサ 42 及び燃料マニホルドの環状のハウジング 96 を含むが、主ミキサ 44 を含まない。どちらかと言えば、燃焼器 200 は、主ミキサ 44（図 2 及び図 3 に示す）とほぼ同一である主ミキサ 202 を含む。

【0029】主ミキサ 202 は、環状の空洞 206 を形成する環状の主ハウジング 204 を含む。主ミキサ 202 は、パイロットミキサ 42 に対して同心に整合され、かつパイロットミキサ 42 の周りに周方向に延びる。燃料マニホルド 94 は、パイロットミキサ 42 と主ミキサ 202 との間に延びる。

【0030】主ミキサ 202 はまた、それぞれが燃料噴射ポート 98 の上流に設置された、第 1 のスワーラ 210 及び第 2 のスワーラ 112 を含む。第 1 のスワーラ 210 はサイクロンスワーラであり、また第 2 のスワーラ 112 は、中心ミキサの対称軸 52 にほぼ平行な方向に

空気を吐出して、主ミキサの燃料・空気の混合を向上させるのを助けるアキシャル（軸）スワーラである。別の実施形態において、第 1 のスワーラ 210 は、同一方向に回転又は反対方向に回転することができる対になった旋回翼（図示せず）に分割される。

【0031】上述の燃焼器は、費用効果が良くかつ高い信頼性がある。燃焼器は、パイロットミキサと主ミキサとを備えるミキサ組立体を含む。パイロットミキサは低出力運転時に用いられ、また主ミキサは中間及び高出力運転時に用いられる。アイドリング運転状態の間は、燃焼器は低エミッションで作動し、主ミキサには空気のみが供給される。高出力運転状態の間には、燃焼器は、主ミキサにも燃料を供給し、主ミキサは、主ミキサの燃料・空気の混合を改善するためのコニカル（円錐）スワーラを含む。コニカルスワーラは、燃料・空気混合気を均一に分配し、燃焼器内部の燃焼を改善し、また全体の火炎温度を低下させるのを助ける。作動温度が低下し燃焼が改善されることで、高出力運転時における作動効率の向上と燃焼器エミッションの減少を促進する。その結果、燃焼器は、高い燃焼効率でしかも低い酸化炭素、窒素酸化物、及び排煙エミッションで作動する。

【0032】本発明を種々の特定の実施形態に関して説明してきたが、本発明は特許請求の範囲の技術思想及び技術的範囲内の変形形態で実施可能であることは、当業者には明らかであろう。特許請求の範囲に記載された符号は、理解容易のためであってなんら発明の技術的範囲を実施例に限縮するものではない。

#### 【図面の簡単な説明】

【図 1】 燃焼器を含むガスタービンエンジンの概略図。

【図 2】 図 1 に示すガスタービンエンジンに用いることができる燃焼器の断面図。

【図 3】 図 2 に示す燃焼器の領域 3 に沿った部分の拡大図。

【図 4】 図 1 に示すガスタービンエンジンに用いることができる燃焼器の別の実施形態の断面図。

#### 【符号の説明】

42 パイロットミキサ  
44 主ミキサ  
50 チャンバ  
52 対称軸  
54 パイロット燃料ノズル  
58 パイロット燃料インジェクタ  
60 パイロットスワーラ  
70 空気スプリッタ  
90 環状の主ハウジング  
92 主ミキサの空洞  
94 燃料マニホルド  
98 燃料噴射ポート  
110 主ミキサの第 1 のスワーラ

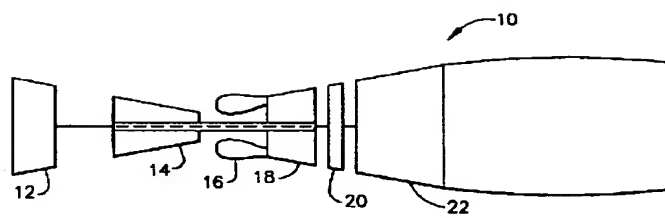
11

12

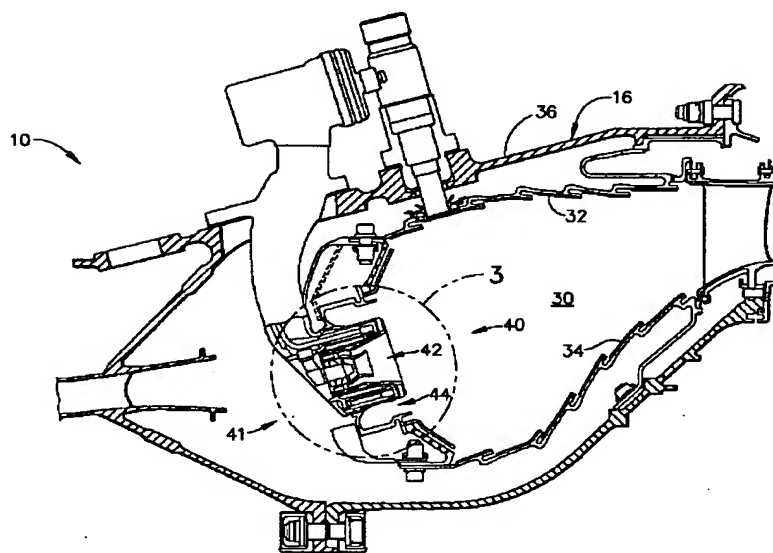
112 主ミキサの第2のスワロー

120 燃料供給装置

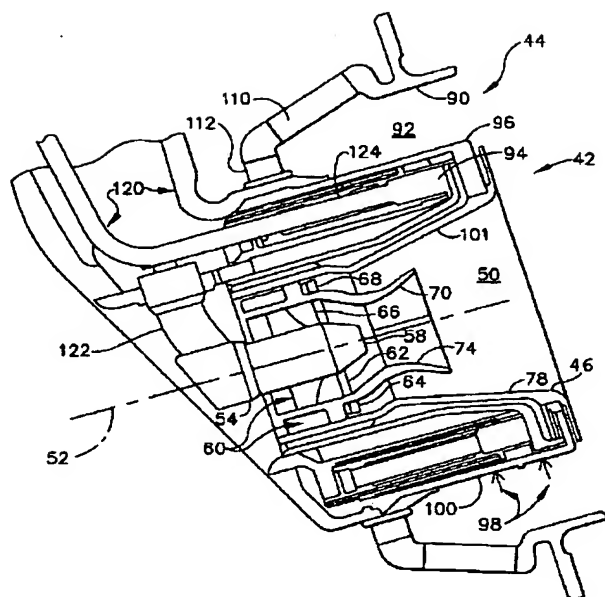
【図1】



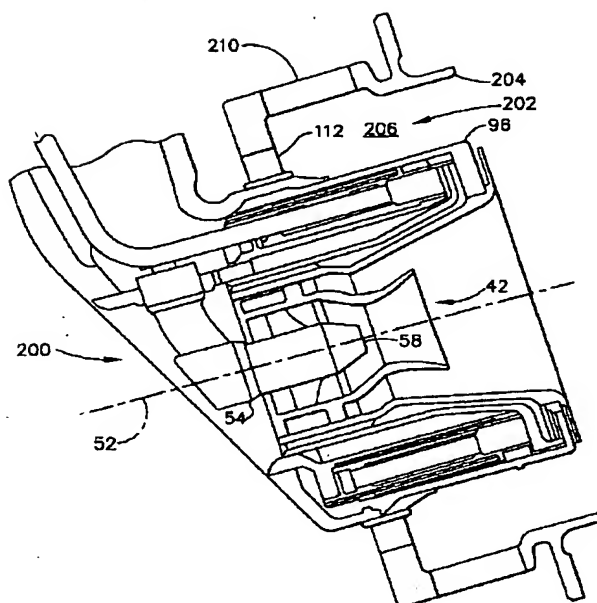
【図2】



【図 3】



【図 4】



フロントページの続き

(72)発明者 ヒュカム・チャンド・モンギア  
 アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・  
 チェスター、キングフィッシャー・レー  
 ン、8006番